



航太專題

太陽能無人飛行載具 之研製

On the Airframe Development

of a Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle (UAV)

作者：林姍昀、楊馥仔、周鈺祥

系級：航太四甲、航太四乙

學號：D9531406、D9576759、D9531232

指導教授：陳啓川 老師

課程名稱：航太專題（一）

開課系所：航太與系統工程學系

開課學年： 98 學年度 第一 學期



摘要

因應配合現在全球響應的節能減碳之綠能計劃，並且將四年在系上所學習到的加以應用，我們決定本次專題研究目標—太陽能無人飛行載具。

此次專題運用 CATIA 電腦軟體設計、繪製載具架構，並且使用 AAA 及 ANSYS 電腦軟體結構分析，以加以佐證。在確認整個載具架構、實作順序以及購買所需之材料後，開始載具 1：1 模型本體（主要分成機身與機翼兩個部份）的製程。

由於時間因素及硬體設備之缺乏，載具本體並未如期驗證、完成試飛動作，因此本次專題主要著重於設計、分析及製作三部份，以理論方式支持之。

關鍵字：

太陽能無人飛行載具
無尾翼飛具

目次

摘要.....	I
Abstract.	II
目錄.....	III
圖目錄.....	IV
表目錄.....	V
第一章 緒論.....	5
1.1 研究動機.....	5
1.2 研究架構及說明.....	5
1.3 預設目標.....	7
第二章 載具設計與製作.....	8
2.1 機體設計.....	8
2.1.1 初步設計.....	8
2.1.2 細部設計.....	11
2.2 分析.....	13
2.3 製作過程.....	21
第三章 試飛報告.....	25
第四章 結論.....	28
附錄.....	29

參考文獻.....30

附圖.....31

圖目錄

圖 1.1 工作計畫.....5

圖 1.2 系統階層架構圖6

圖 2.1 載重艙平整化5

圖 2.2 不可拆式艙蓋9

圖 2.3 載具重心點(CG)及中性點(NP)位置示意圖.....10

圖 2.4.(A) Profili 分析.....13

圖 2.4.(B) Profili 分析.....13

圖 2.5 機翼扭曲度計算工具14

圖 2.6 主起落架位置圖16

圖 2.7 載具之三視圖17

圖 2.8. AAA 分析圖18

圖 2.9 AXI 4130/20 無刷馬達圖19

圖 2.10 ANSYS 分析圖20

圖 2.11 無玻璃纖維肋片製作過程21

圖 2.12 玻璃纖維肋片製作過程.....22

圖 2.13 底圖製作過程23

圖 2.14 機翼製作過程24

圖 2.15 機身製作過程24

表目錄

表 1.1 時程表6

表 1.2 團隊分工架構表7

表 2.1 載具基本參數17



第一章 緒論

1.1 研究動機：

本專題是基於目前環保意識的抬頭，陸續有許多的替代能源出現，而過去傳統 UAV 都是以油機為主，因此我們希望透過太陽能轉換成電能，利用電能驅動無刷馬達，作為整架飛機的動力來源，以達成永續發展及節能減碳的目標。

1.2 研究架構及說明：

這次專題計畫幾乎從零開始，雖然曾跟學長學習設計及製作，但這次目標為研製一架長滯空的載具，與過去接觸的載具大為不同；因此以太陽能載具為設計方向，透過太陽能使載具滯空時間拉長，以滿足各種實驗的需求。

本次工作計畫可分為三期，圖 1.1 由上而下分別為一期、二期及三期，紅色標示為尚未完成的部分：

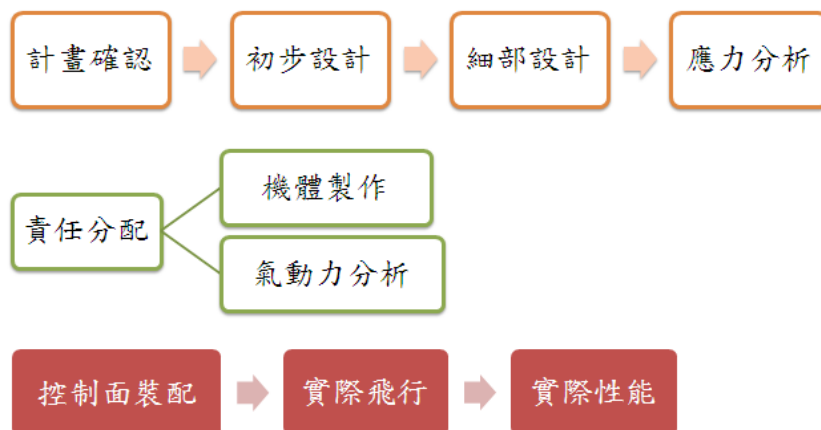


圖 1.1 工作計畫

在實際起降飛行的部分，我們依然採用人工操縱的方式，藉此確認載具的基本穩定性能，並且驗證飛具的靈活性。

我們將這次整體專題規劃成系統階層架構圖，並且訂定時程表及團隊分工架構表，以方便日後檢視工作內容。

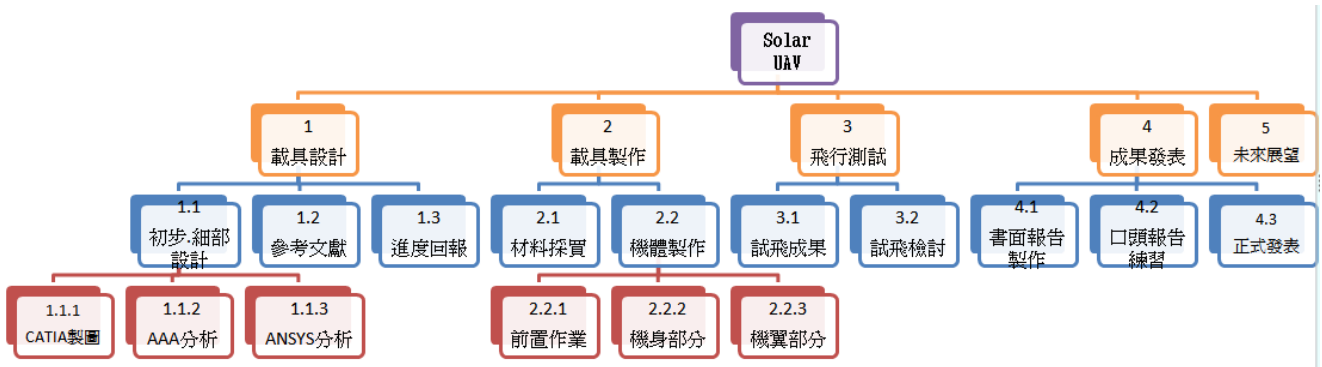


圖 1.2 系統階層架構圖

表 1.1 時程表

WBS 工作 編號	工作項目	時程	
		9/1~9/15	10/1~10/15~10/31~11/11~12/31~1/2~1/10~1/21
1.1.1	CATIA 製圖	█	
1.1.2	AAA 分析		█
1.1.3	ANSYS 分析	█	
1.2	參考文獻	█	
1.3	進度回報		
2.1	材料採買		█
2.2	機體製作		█
3.1	試飛成果		
3.2	試飛檢討		
4.1	書面報告製作		█
4.2	口頭報告練習		█
4.3	正式發表		█
5	未來展望		█

表 1.2 團隊分工架構表
(O：督促或輔助工作；V：主要工作)

WBS 工作編號	工作項目	指導老師				團隊成員			
		陳啟川	周鈺祥	林姍昀	楊馥仔	陳啟川	周鈺祥	林姍昀	楊馥仔
1.1.1	CATIA 製圖		V						
1.1.2	AAA 分析		V						
1.1.3	ANSYS 分析		V						
1.2	參考文獻		V						
1.3	進度回報	O	V	V	V				
2.1	材料採買		V	V					
2.2	機體製作		V	V	V				
3.1	試飛成果								
3.2	試飛檢討								
4.1	書面報告製作	O	V	V	V				
4.2	口頭報告練習	O	V	O	O				
4.3	正式發表	O	V	O	O				
5	未來展望								

1.3 預設目標

本次 Solar UAV 最終目標為裝載飛行控制電腦，但由於成本昂貴及其它不定因素，因此本次專題先以製作載具本體為預設目標。

第二章 載具設計與製作

2.1 機體設計

2.1.1 初步設計

A. 飛具構型：

由於我們主要目標是讓載具長滯空，經由誘導阻力公式【1】

$$C_d = \frac{C_l^2}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (2.1)$$

$$e = \frac{1}{1 + \delta} \quad (2.2)$$

得知，我們必須透過機翼的高展弦比（AR）來降低誘導阻力。理論上，展弦比愈大，滯空性能較佳。若採用大展弦比（例如：AR>15），則必須將機翼拆解成二片。由於我們以手工製作載具，其精準度及結構設計將成為一大挑戰。基於以上的理由，我們設定翼展最大為四公尺，而符合此規格的翼展，其展弦比大約可達 10 之比值。

若要利用太陽能來產生電力，翼表面須黏貼薄膜式太陽能電池(規格詳見附錄)，因此必須要有足夠的翼表面積。相較於傳統飛機，無尾翼飛機具有較大的翼表面積，且其機身亦可黏貼太陽能板，加上先前設計及製作的無人飛行載具皆以無尾翼載具為主，相關的參考書目及經驗修正的方法皆已擁有，因此我們初步選定以無尾翼載具為主。

B.載重艙設計

載具完工後初步飛行測試將暫不放置儀器，但為了後續發展之考量，依然設計載重艙，其空間設計規範則由飛控電腦的外型尺寸所決定（規格詳見附錄）。由之前製作的經驗得知，若載重艙的底板為非平整狀態時，往往造成儀器在安裝上的困難，且在空間的利用上比較難完整發揮；因此將這次設計的載重艙地板整個平整化，以避免上述狀況發生。

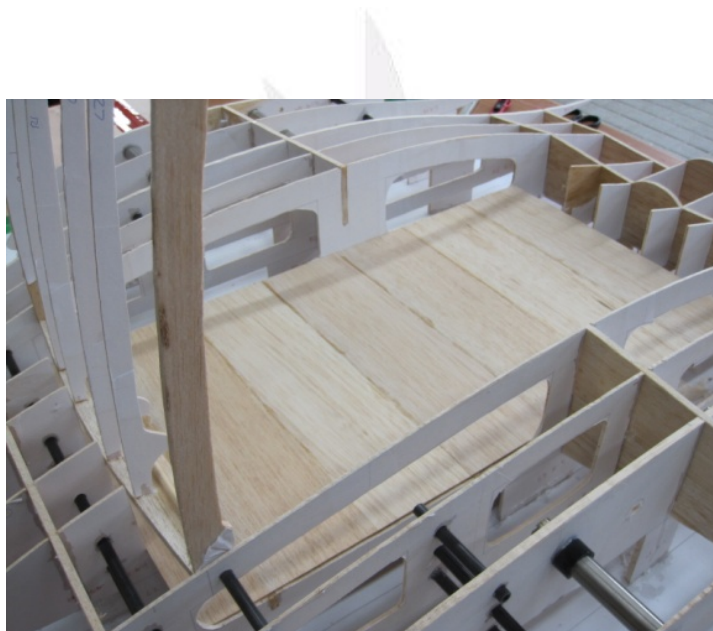


圖 2.1 載重艙平整化

C.艙蓋設計

到目前為止我們所設計的無人飛行載具之艙蓋都採用可拆式，此種設計利於機艙儀器的放置，但本次必須充分利用翼面積，包括艙蓋上表面都將黏貼太陽能板，若採用可拆式艙蓋，太陽能電池之配線就必須設計接頭，以便於拆卸，此因素必會多一層風險，因此本次艙蓋

將採用旋轉式設計，類似開車門的方式開啟艙蓋。



圖 2.2 不可拆式艙蓋



2.1.2 細部設計

A. 無尾翼設計重點

無尾翼載具與傳統載具的最大差別在於：前者無水平及垂直安定面。單從飛行力學的觀點來看，若載具只有主翼，而無水平及垂直安定面，其很難達到穩定的狀態。因此非傳統構型之載具屬於先天不穩定的設計；其中最重要且最關鍵的設計就在於機翼扭曲度(Wing twist)。

將載具的機翼從翼根的零度，漸漸的扭曲到翼尖的負角度稱為機翼扭曲度。由於無尾翼載具之全機僅靠機翼提供升力，因此全機之升力中心即在氣動力中心(A.C.)上。如圖 2.3 所示，為了滿足基本的穩定條件，載具重心需要在升力中心前。當載具在空中飛行時，升力中心上的力相對於載具之重心，會產生一個向前的力矩(moment)，造成載具向前俯衝。為抵消此力矩，我們設計機翼的機翼扭曲度，使靠近翼尖的部分產生一反向的升力，此升力相對於重心產生一向後的力矩。透過此方式，讓載具趨近穩定。另外機翼扭曲度亦可讓整架載具之失速角度不同，使載具更為安全。

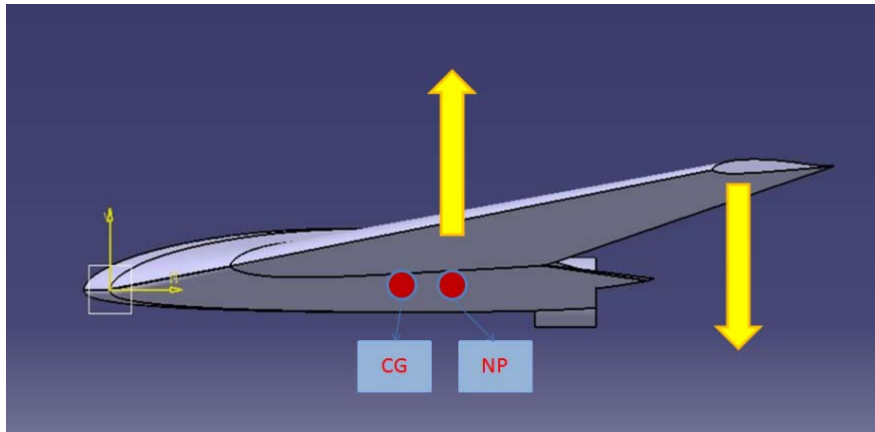
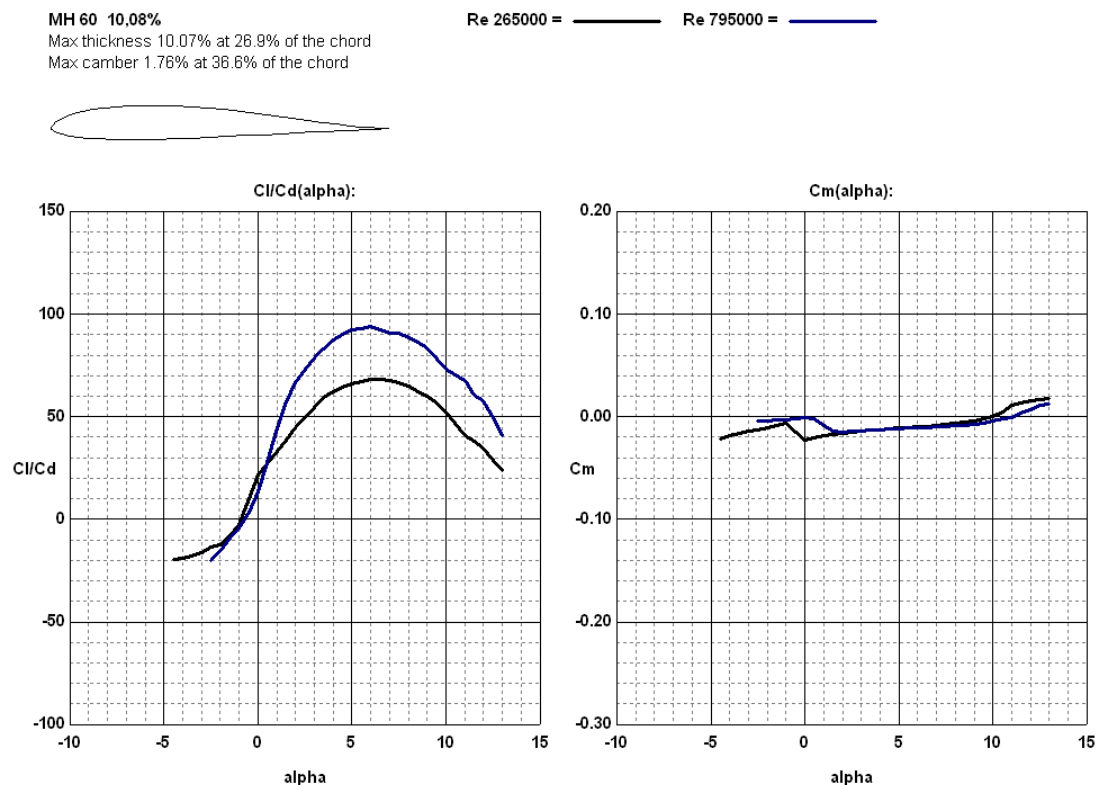


圖 2.3 載具重心點(CG)及中性點(NP)位置示意圖

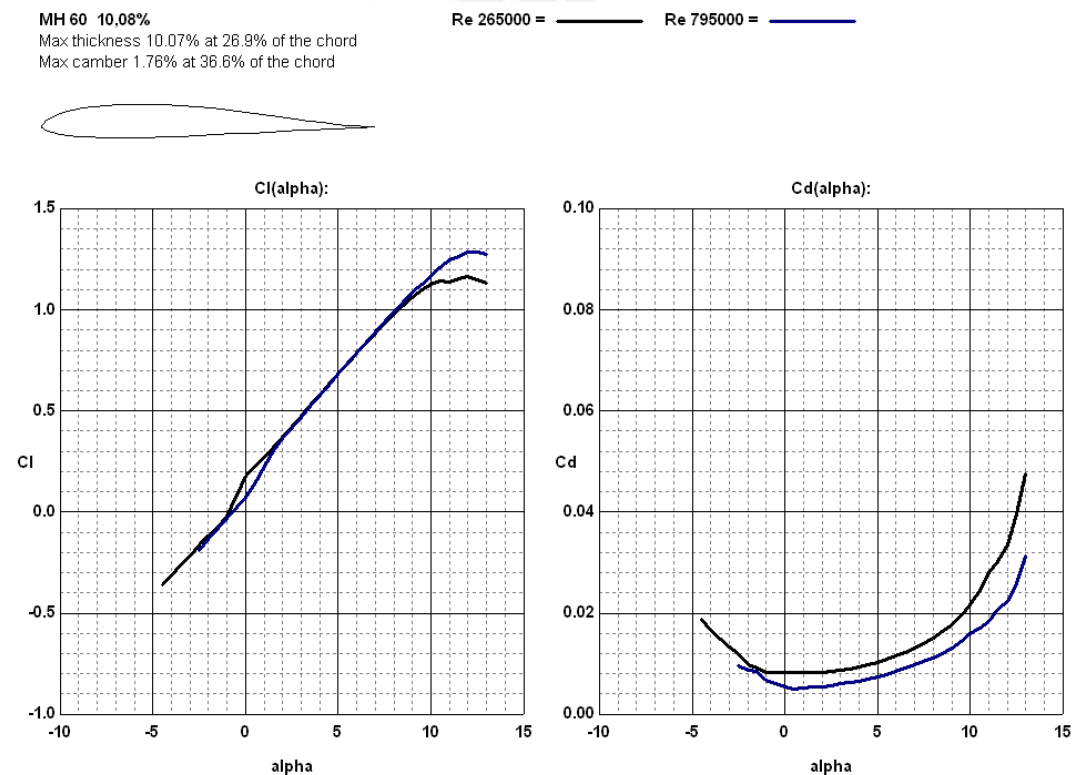
此外，機翼扭曲度的角度大小亦須謹慎考量；若機翼扭曲度角度過大時，將使載具的阻力過大，以至於降低整架載具之飛行性能。因此，機翼扭曲度角度將影響到了翼剖面型樣 (airfoil type)、展弦比 (aspect ratio)、漸縮比(taper ratio)及後掠角(sweep angle)等四大飛機外型設計要素之選擇【2】。

翼剖面型樣：每一種類的翼剖面皆有一俯仰力矩參數(C_m)。當俯仰力矩參數不趨近於零，則須設計更多的機翼扭曲度角度，以抵消載具向前的力矩，因此無尾翼載具須選擇俯仰力矩參數趨近於零的翼剖面。現今關於翼剖面資料(airfoil data)的參考資料【3】皆有標示翼剖面適用的機型，因此在選擇上即可參考相關註解，搭配上 Profili 分析，完成翼剖面之選擇的部份。



Page 3 of 3 - Drawn by Profili 2.18a on data processed by XFOil - Copyright (C) 1995-2005 - All rights reserved.

圖 2.4.(A) Profili 分析



Page 2 of 3 - Drawn by Profili 2.18a on data processed by XFOil - Copyright (C) 1995-2005 - All rights reserved.

圖 2.4.(B) Profili 分析

展弦比：若載具展弦比愈大，載具翼尖到中心軸的距離則愈長。

從力矩的角度來看，當力臂愈長，所施的力要愈小，即表示在翼尖的反向升力越小，因此機翼扭曲度可選擇較小的角度。然而展弦比愈大，機翼愈長，在結構強化設計上將會遇到比較大的問題。

漸縮比：當漸縮比愈小，翼尖尺寸相對於翼根則會顯得較小，這使得需要更多的機翼扭曲度來抵抗向前的力矩。

後掠角：低速飛行的載具通常不需要後掠角的設計，但由於無尾翼載具的機翼扭曲度設計，透過後掠角拉長翼尖到重心的側向距離，因此當角度愈大，所拉長的距離愈長，使得所需要的機翼扭曲度角度愈小。

B. 相關參數計算

關於載具機翼扭曲度的計算，我們參考 Panknin 所提供的機翼扭曲度計算工具【4】。利用該工具，經過先前二架無尾翼載具相互驗證，發現所計算出的角度可供設計使用，因此這次依然採用此計算工具來決定所需的機翼扭曲度角度。經過計算後，實際上我們只用到機翼扭曲度角度，其餘的數據則利用其他的公式得到的。其計算結果如下：

Wingspan	157.4803 inches	Wing Loading	0.98716 ounces/ft ²
Root Chord	23.62 inches	Lift Coefficient	0.00 CALCULATED FROM LOADING AND SPEED
Tip Chord	7.874 inches	Wing Area	2479.8 in ²
Angle of Sweep	24 degrees	Wing Area	17.2 ft ²

Root Airfoil Zero Lift Angle	-0.5	Mean Chord	15.7 inches
Tip Airfoil Zero Lift Angle	-0.5	Aspect Ratio	10.0
AirfoilMoment coefficient- root	-0.0135	Taper Ratio	0.3
AirfoilMoment coefficient- tip	-0.0135	Aerodynamic Center	20.5 INCHES BEHIND LEADING EDGE AT ROOT
Stability Factor (static margin)	0.03 VARIABLE	Alpha aero	-1.5
Speed (average)	70 miles/hr		
Weight	17 ounces	Alpha geo	-1.5 DEGREES TWIST REQUIRED
		CG	20.0 INCHES BEHIND LEADING EDGE AT ROOT

圖 2.5 機翼扭曲度計算工具

無尾翼載具的另一重點為重心的計算，其估算採用【5】所提供的公式

$$X_N = \frac{L_r}{4} + \frac{b}{6} * \frac{1+\lambda}{1+\lambda} * \tan(\theta_{0.25c}) \quad (2.3)$$

來計算出中性點(N.P.)位置。為了滿足縱向靜穩定，必須將重心配於中性點之前方。根據先前經驗及參考書籍【1】，我們決定將重心配置於中性點前方 7% 的位置，經過計算後，中性點於 52.05cm 的位置，重心則位於 48.375cm 的位置。

C. 主起落配置

主起落配置是以【6】所附的位置圖為依據；此設計已於先前製作的無人飛行載具驗證為可行的設計。

此載具之鼻輪和主起落架相對於重心的距離為 7.1:1，亦即主起落架所承受的力為鼻輪的 7.1 倍，這將降低了鼻輪的受力，進而延長其壽命。

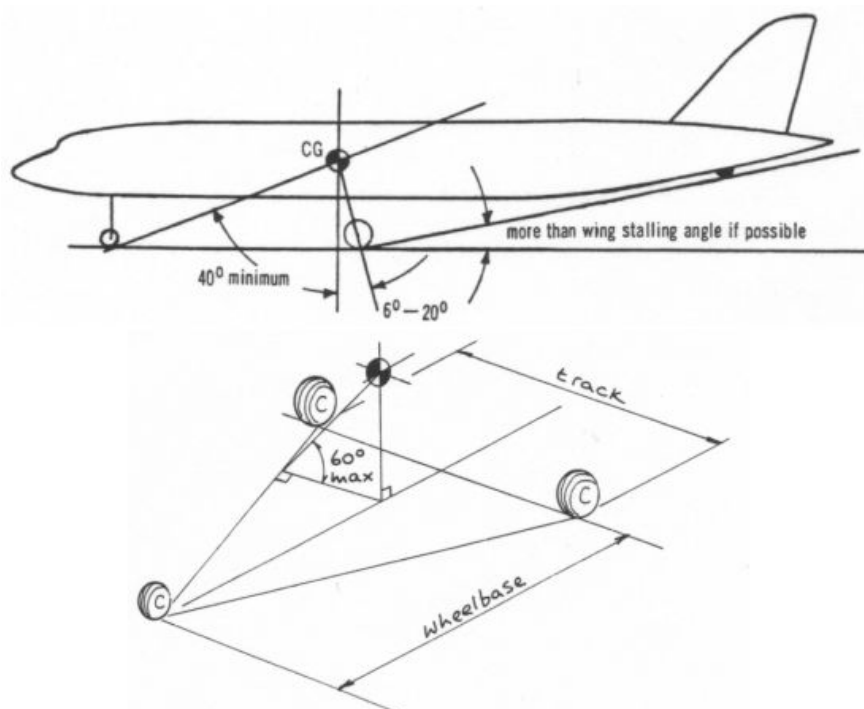


圖 2.6 主起落架位置圖

基於以上各要素及相關資料，我們選定此次專題的太陽能無人飛行載具之參數，並使用 CATIA 電腦繪圖軟體設計之(如圖 2.7 所示)。

表 2.1 載具基本參數

項目		單位
Wing airfoil	MH60	
Body airfoil	Marske7	
Aspect ratio	10	
Tapper ratio	0.33	
Twist	-1.5	Degree
Dihedral angle	5	Degree
Angle of Sweep	24	Degree in 0.25c
Wing Span	4	m

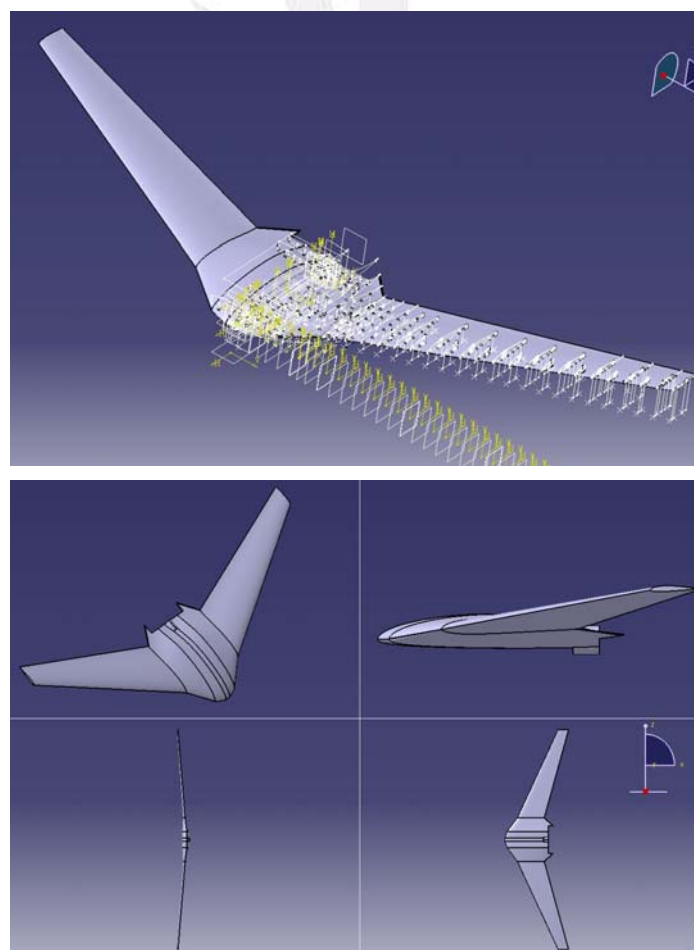


圖 2.7 載具之三視圖

2.2 分析

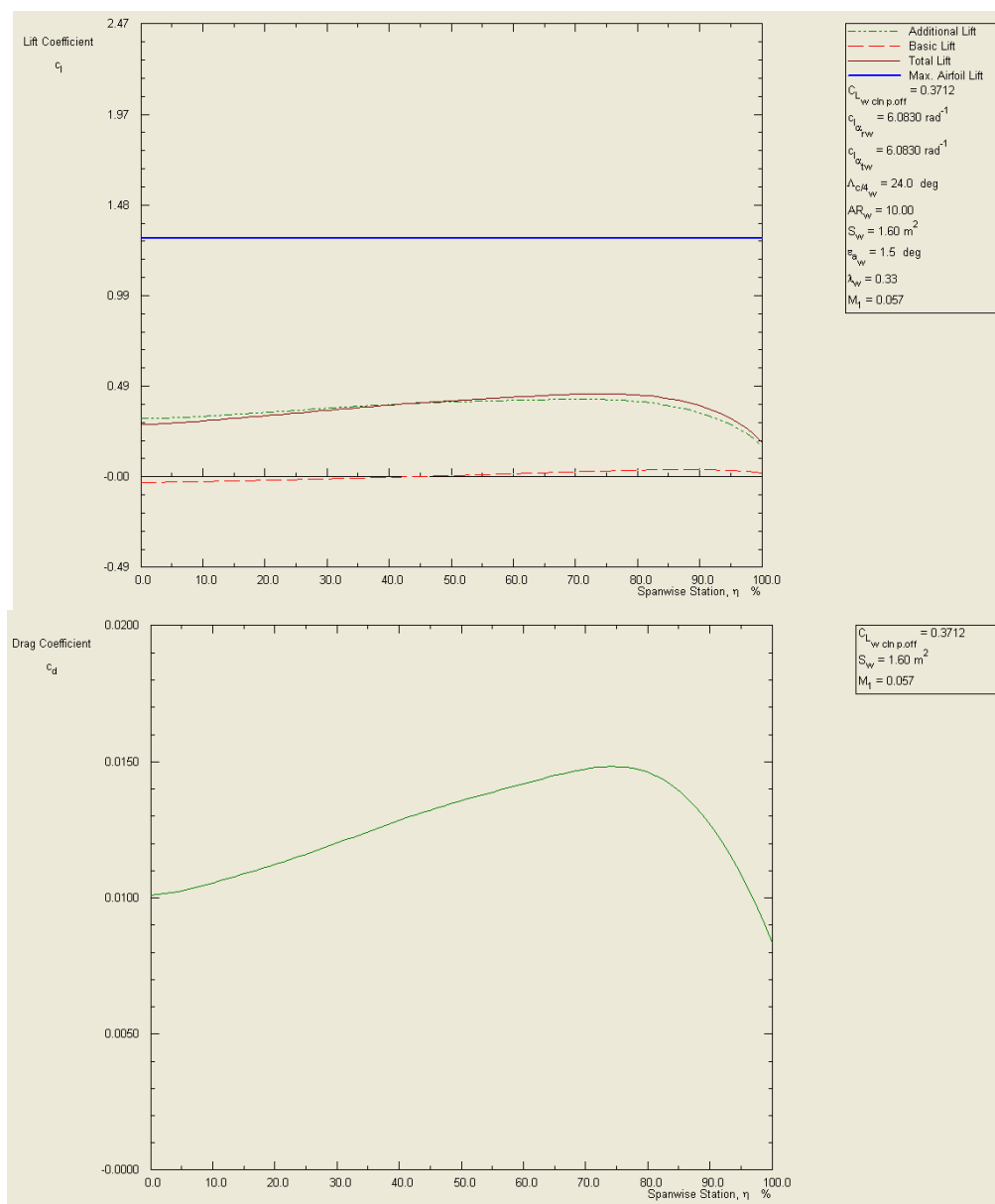


圖 2.8. AAA 分析圖

本次專題透過 AAA(Advanced Aircraft Analysis)計算載具之氣動力參數，藉此作為載具之性能依據。輸入參數後，我們得到載具在相對風速為 50Km/hr、攻角為 3 度時，機翼之翼根至翼尖的升力分布曲線圖(圖 2.8)，從結果得知載具的升力係數(C_L)為 0.3712。

透過升力公式【7】

$$L = C_L * 0.5 * \rho * V^2 * A$$

(2.4)

計算出升力(L)約為 6.8kg。由於圖表並未提供機翼之阻力係數，因此取其平均後約略估算其為 0.014，利用阻力公式【7】

$$D = C_D * 0.5 * \rho * V^2 * A$$

(2.5)

則得出阻力為 0.25 kg。理論上載具在空中巡航的時候，推力只需要 0.25 kg，即可達到滯空的目標，但實際上載具在空中必須具有對抗偶發陣風的能力。因此本次選擇 AXI 4130/20 無刷馬達（規格詳見附錄），透過該馬達推力大的能力，完成起飛、巡航及落地的任務。



AXI 41XX

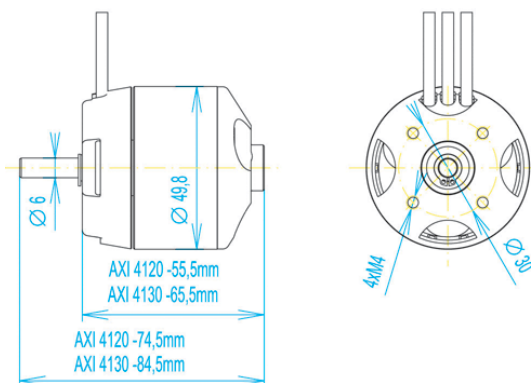


圖 2.9 AXI 4130/20 無刷馬達圖

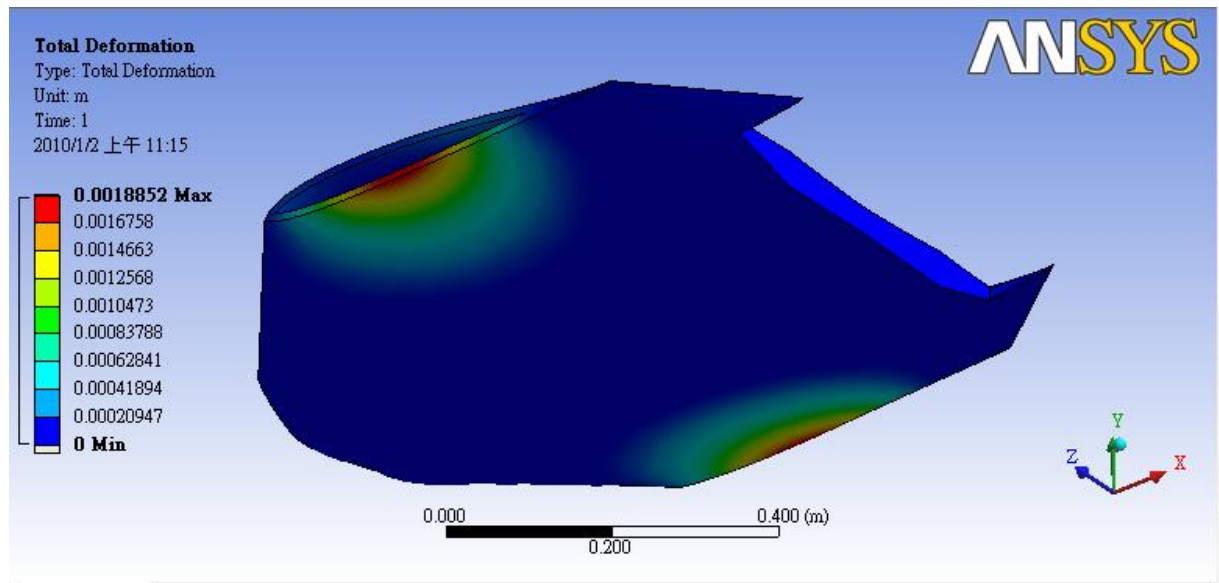


圖 2.10 ANSYS 分析圖

另外，我們亦透過 ANSYS 分析載具機身蒙皮受力分布情況。經計算得知若氣動力弦長至機身與機翼連接面之距離約為 0.4m，其產生之升力為 68N；透過力矩公式得知約產生 28N-m 的力矩。因此，本次 ANSYS 分析施予 30N-m 的力矩於機身與機翼連接面上，並設定固定點於機身的中心。透過分析後所得到的最大位移量為 0.001m，由此驗證載具在空中受力時，在機身與機翼連接段所受的力較其它部分大。由於機體製作是採用巴爾沙木，其品質參差不齊，且無法確定其相關參數，因此材料參數之準確度有待商確。

2.3 製作過程

為了做出載具的外型，我們必須先準備前置作業：肋片及底圖製作。由於機身與機翼利用鋁管相連接，為增加其強度，機身肋片及接近機身部份的機翼肋片須另外再加上一層玻璃纖維布，其它部分則使用 2mm 巴爾沙木。以下就無玻璃纖維肋片、玻璃纖維肋片及底圖製作三個部分來解說：

無玻璃纖維肋片製作

- A. 將 CATIA 設計之肋片出圖，並剪下。
- B. 使用口紅膠黏貼於 2mm 巴爾沙木上，並將不足的部份使用快乾補齊。
- C. 依照肋片輪廓使用美工刀小心切下。
- D. 完成無玻璃纖維肋片之製作。



圖 2.11 無玻璃纖維肋片製作過程

玻璃纖維肋片製作

- A. 量取玻璃纖維布，並剪下放至於巴爾沙木上。

- B. 調和 30 分鐘 AB 膠，以 1：3 的比例調和，例如：A 劑 17g，則 B 劑 51g。
- C. 將 AB 膠攪拌倒勻在玻璃纖維布及巴爾沙木上，並用橡膠軟板刮平。
- D. 放上膠片並用直尺再刮平。
- E. 將桌子蓋上施予壓力。
- F. 靜待一天過後，使用曲線切割機裁出肋片輪廓，即完成玻璃纖維肋片之製作。



圖 2.12 玻璃纖維肋片製作過程

底圖製作

- A. 使用直尺量取，標示出肋片之間之距離，請務必注意。
- B. 完成底圖之製作。

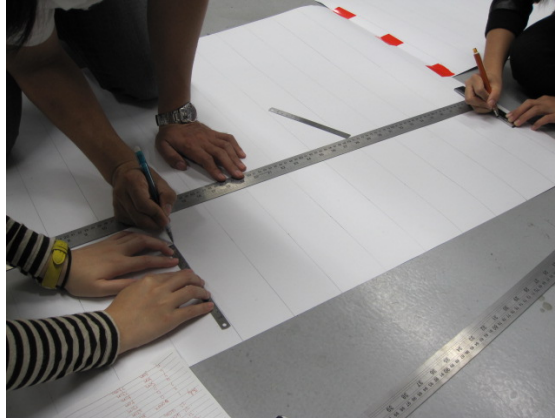


圖 2.13 底圖製作過程

完成前置作業後，以下就機翼及機身製作兩部分說明：

機翼製作

- A. 將底圖平貼至桌面，再利用直角尺與快乾把肋片立於底圖上。
- B. 黏貼 5mm 巴爾沙木於翼前緣。
- C. 插入碳纖維棒於機翼後面。
- D. 插入鋁管後，用 5 分鐘 AB 膠以 1：1 的比例調和，將鋁管固定，防止其轉動或移動。
- E. 將 5mm 正方形巴爾沙木條插至凹槽內，再裁切 1.5mm 巴爾沙木貼上，以構成盒式結構，並將不足的部分補上木屑。
- F. 盒式結構多餘的部分使用美工刀切除，並用砂紙塊磨平，避免影響機翼弧形。
- G. 使用 1.5mm 巴爾沙木黏貼上蒙皮。
- H. 將肋片的腳切除並磨平後，黏貼下蒙皮。
- I. 使用美工刀及砂紙塊切出翼前緣，即完成機翼之製作。



圖 2.14 機翼製作過程

機身製作

- A. 將先前畫好的底圖平貼至桌面。
- B. 利用直角尺與快乾把肋片立於底圖上。
- C. 插入碳纖棒及鋁管後，用 5 分鐘 AB 膠以 1：1 的比例調和，將其固定。
- D. 將橫隔板插入。
- E. 製作艙蓋底部，並將不足的部分補上木屑。
- F. 使用 1.5mm 巴爾沙木黏貼上蒙皮及翼前緣。
- G. 將肋片的腳切除並磨平後，黏貼下蒙皮。



圖 2.15 機身製作過程

第三章 試飛報告

日期：2010.05.22

時間：2:50pm

地點：亞拓飛行場

天氣：晴時陰，側向陣風

飛行時數：2min24sec

飛行中概述：

飛具的起飛距離相當短，證明飛機在中低速時，能夠產生足夠的升力，完成短場起飛的目標。當飛具剛起飛離地時，出現了側向陣風，使得飛具的左翼翼翹（winglet）觸地，但不影響之後的飛行。

飛具在空中巡航非常困難，當時初步認為重心計算及配置有問題，導致飛具在空中不易維持飛行姿態。飛具在空中巡航速度過低產生失速，過程中出現了死亡螺旋的現象，但飛行員用高超的技術將飛具重新回到正常的姿態。

落地前由於飛具進場速度過慢，加上瞬間的側風，使得飛具無法降落於跑道上，導致飛具機腹及起落架受損。

飛行後討論：

試飛後透過飛行員的描述，初步推論出失敗原因，如下：

1、飛具在空中的推力不足：

由於飛具空速過低，使得飛具無法正常的操作，使得飛具容易產生失速的現象，失速最嚴重的現在就是死亡螺旋。飛具進場的時候，也是因為空速不足，使飛具產生了失速現象，導致舵面無法正常操作。

2、無法加大油門：

原先以為是重心估算及配置錯誤，使得飛具在空中不抬頭，但經過確認後，已排除這項可能性。飛行過程中使用更大的油門時，飛具會不斷的抬頭，使得飛行攻角過大的主要因素是馬達裝設的角度不正確，產生了與水平軸正向的夾角，加上馬達推力不足，讓飛具不容易維持正常姿態。

飛具維修計畫：

1、機腹破損肋片利用 AB 膠接合後，重新貼上蒙皮。最後重新安裝主起落架及鼻輪。

2、電池改為 29v 以提高馬達速轉速，得到更多的推力。

3、馬達固定座上緣加上玻纖板，讓推力線與水平線吻合。

以上所述的維修計畫所需時間大約一星期。

總結：

這次飛行雖然表面上失敗，但事實上並非完全失敗，例如我們這

次更一次的驗證了重心估算的公式，也掌握了重心的配置技巧。飛具結構經過死亡螺旋後，也沒有重大的損壞。機身機翼的連接段，經過降落於河床上的衝擊後，也沒有任何的損壞。從這幾點看來，我們在失敗裡也有成功的地方，或許經過我們的修正計畫後，就能夠順利完成飛行任務。



第四章 結論

從確定專題研究目標、設計製圖、分析及製作，到最後正式報告，花費了整個學期的時間。其中製作過程更是戰戰兢兢，就怕一失足成千古恨。當大致完成載具外型，並試著將載具組裝之後，感覺就像看著自己的孩子般，心裡的感動及成就感無法言喻。

這次專題的整個過程，對我們而言是個全新的體驗及挑戰。雖然過去曾參與學長們的飛具設計與製造工作，但由於這次的目標導向與以往不盡相同，一切可謂重新開始。運用過去學長姐傳承下來的經驗，亦讓我們減少許多不必要的時間去面對可能遭遇的種種問題。

航太專題也到了尾聲，藉此讓我們體會到團隊分工合作及溝通能力的重要性。同時，感謝在整個過程中幫助我們並適時提供建議的 陳啟川老師與科航 306 研究室之學長們，以及協助製作的 王悅珉學長，因為有諸位的協助，才讓我們整個專題更臻完善。

最後，期待綠能計畫能為未來的趨勢發展更具競爭能力，也為地球省下更多的資源。

附錄

表 1 太陽能板規格

型號	操作電壓	操作電流	開路電壓	短路電流
MPT-15 150	15.4V	100mA	19V	120mA

元件面積 (mm*mm)	光學面積 (mm*mm)	厚度 (mm)	重量
253*150	240*150	0.6	26g

表 2 飛行控制電腦規格

型號	UNO-1019
尺寸	46mm*126mm*126
輸入電壓	10~30V(DC)
重量	400g

Specification	
No. of cells	20 - 30 6 - 8 Li-Poly
RPM/V	305 RMP/V
Max. efficiency	88%
Max. efficiency current	18 - 40 A (>84%)
No load current / 10 V	1,2 A
Current capacity	55 A/60 s
Internal Resistance	99 mohm
Dimensions (diameter. x length)	49,8x65,5 mm
Shaft diameter	6 mm
Weight with cables	409 g

圖 1 AXI 4130/20 無刷馬達規格

參考文獻

【1】 Aircraft Design : A Conceptual Approach , Fourth Edition , Daniel P. Raymer

【2】 設計要素選擇

<http://www.b2streamlines.com/Panknin.html>

【3】 Airfoil Data :

http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads/coord_database.html

【4】 Twist :

<http://www.mh-aerotools.de/airfoils/flywing1.htm>

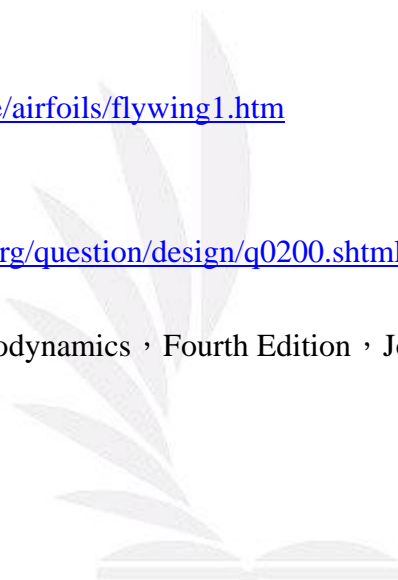
【5】 重心估算

<http://www.mh-aerotools.de/airfoils/flywing1.htm>

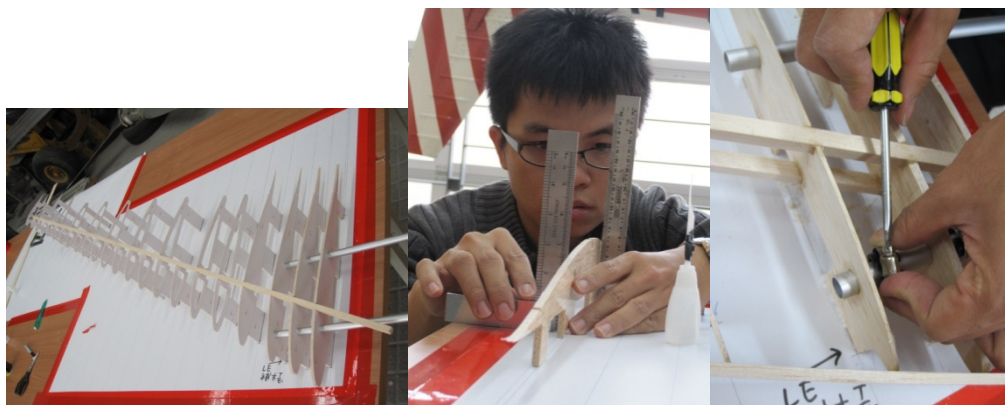
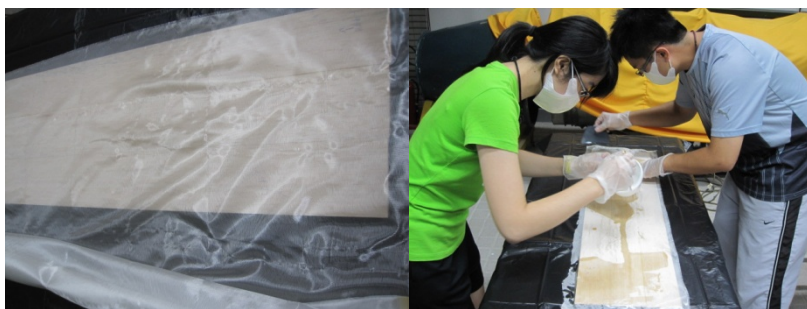
【6】 Landing Gear :

<http://www.aerospaceweb.org/question/design/q0200.shtml>

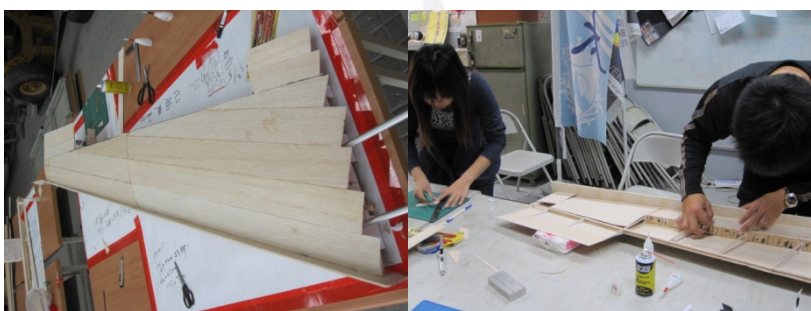
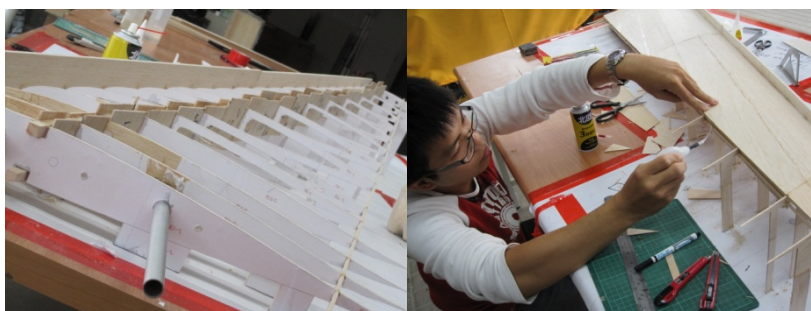
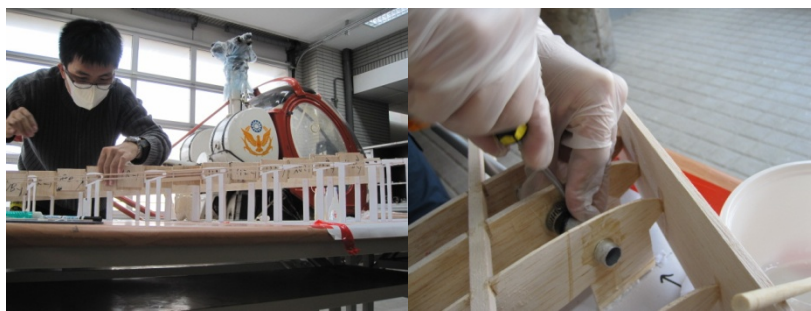
【7】 Fundamentals of Aerodynamics , Fourth Edition , John D. Anderson,Jr.



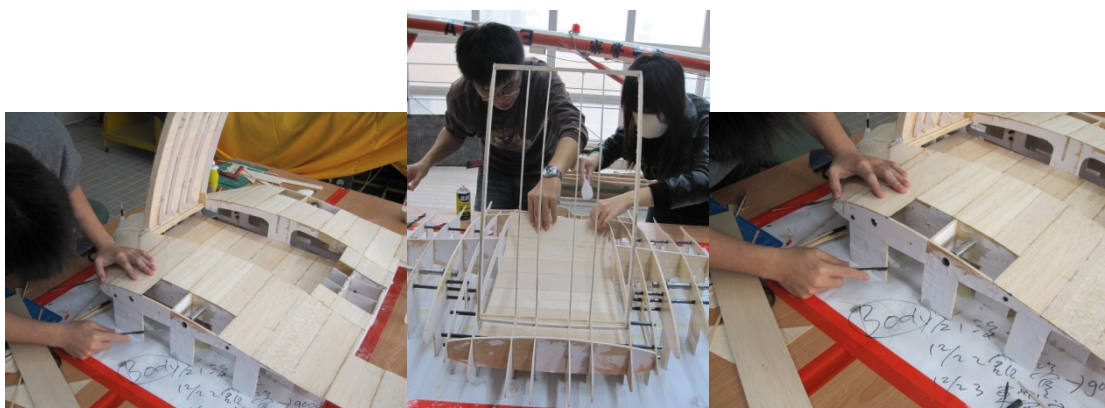
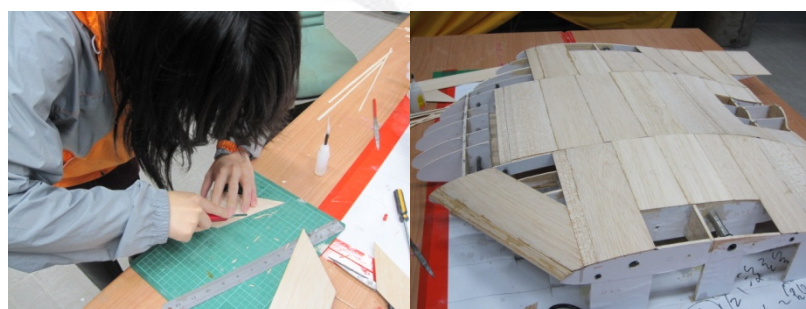
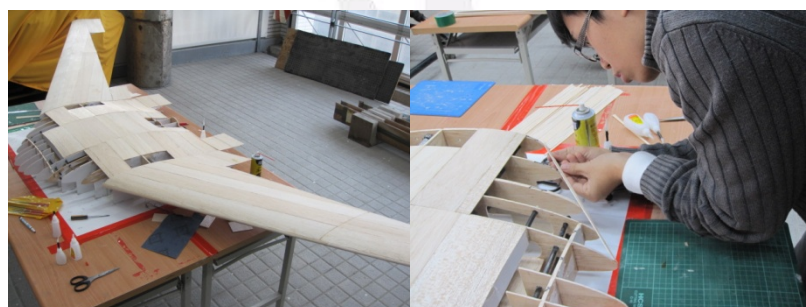
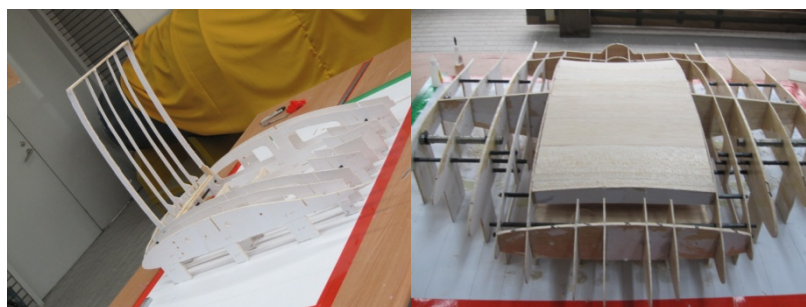
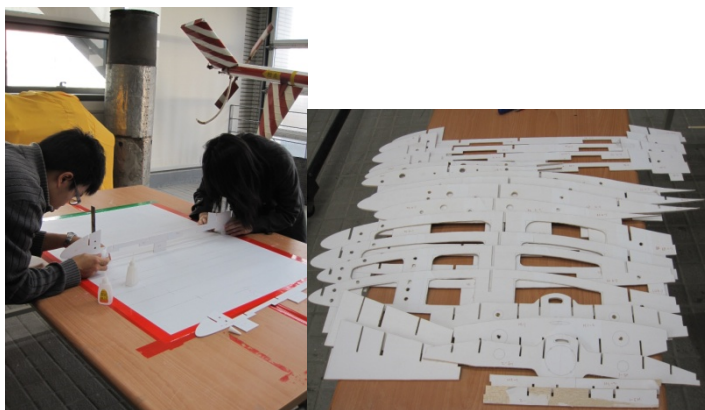
附圖



太陽能無人飛行載具之研製



太陽能無人飛行載具之研製



太陽能無人飛行載具之研製

